

РЕЖИМ ПОИСКА ЗЕМЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 2

А.Д. Беленький, В.Н. Васильев,
А.С. Семёнов, М.Е. Семёнов
(ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Рассматриваются проблемы, связанные с организацией поиска Земли после отделения космического аппарата от носителя. Разработан алгоритм вычисления кватерниона рассогласования по сигналам инфракрасного датчика вертикали Земли. Рассчитаны параметры закона управления. На математической модели замкнутой системы ориентации оценивается время поиска Земли при различных начальных угловых положениях космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации, режим ориентации, кватернион, датчик вертикали Земли, кинетический момент.

Введение

Высокая точность ориентации космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 2 обеспечивается бескарданной инерциальной системой (БИНС), которая корректируется звездными датчиками [1]. БИНС строится на базе высокочувствительных датчиков угловой скорости (ДУС), обладающих необходимым ресурсом. Кинематическими параметрами БИНС являются кватернионы [2], кинематические уравнения в форме кватернионов интегрируются бортовой ЦВМ. Во всех режимах ориентации в качестве сигналов рассогласования используются компоненты кватернионов, задающих переходы от базовых систем координат к системе координат, связанной с КА. При таком подходе кватернионы рассогласования формируются по сигналам датчиков системы ориентации.

Для поиска Земли и ориентации на Землю в состав системы ориентации включён инфракрасный датчик вертикали. В режиме успокоения кинетический момент, полученный КА при отделении от носителя, снижается до заданного уровня, но Земля может не попасть в поле зрения датчика. Необходим поиск Земли. Движение КА в режиме поиска условно состоит из трёх этапов: вращение КА с поисковой скоростью; захват вертикали Земли; поддержание ориентации на Землю.

Для практической реализации алгоритма поиска Земли на разных этапах движения требуется:

- выбор поисковой скорости;
- вычисление кватерниона рассогласования по сигналам датчика вертикали;
- формирование сигналов требуемого управляющего момента двигателей-маховиков по кватерниону рассогласования и сигналам датчиков угловой скорости.

Движение космического аппарата будем рассматривать в орбитальной системе координат. Начало системы координат O совмещено с цен-

тром масс КА. Ось Oz_0 расположена на продолжении радиус-вектора орбиты. Ось Ox_0 перпендикулярна оси Oz_0 , находится в плоскости орбиты и направлена в сторону вектора скорости КА. Ось Oy_0 перпендикулярна плоскости орбиты. Вектор угловой орбитальной скорости КА направлен по оси Oy_0 .

Датчик вертикали Земли

Датчик вертикали Земли представляет собой оптико-электронный прибор, использующий инфракрасное излучение Земли для определения положения местной вертикали Земли в системе координат прибора [3]. Полагаем, что в состоянии идеальной ориентации оси прибора $Oxyz$ совпадают с осями орбитальной системы координат, а местная вертикаль Земли совпадает с осью Oz_0 . Сканирование точек горизонта производится в двух взаимно перпендикулярных плоскостях Oyz и Oxz . Соответственно определяются углы поворота КА вокруг оси Ox – угол крена и оси Oy – угол тангажа.

Система сканирования, состоящая из подвижного зеркала и четырёх неподвижных зеркал, перемещает поле зрения прибора ($2,5^\circ$) из холодного космоса в направлении Земли. За один цикл сканирования (частота 20 Гц) производится четыре последовательных радиальных сечения горизонта.

При каждом пересечении горизонта Земли приёмник излучения выдаёт электрический импульс, что позволяет зафиксировать положение точки инфракрасного горизонта в данном сечении. Угловое положение точки горизонта в системе координат прибора определяется по интервалу времени между началом сканирования в данном сечении и передним фронтом импульса приёмника излучения.

Прибор выдаёт выходные сигналы, соответствующие углам отклонения ориентируемой оси Oz от местной вертикали по крену и тангажу.

Статические характеристики прибора по крену

и тангажу симметричны относительно начала координат, имеют зоны линейности (2°) и насыщения (130°). Если угловые отклонения в плоскости сканирования превышают 130° или плоскость сканирования отклонилась в поперечном направлении на угол более 65° , выходные сигналы пропадают. Предусмотрено формирование сигнала «Наличие Земли», пока угловое отклонение КА от вертикали в любом направлении не превышает заданного предела.

Вычисление кватерниона рассогласования

Будем считать, что с космическим аппаратом связана система координат $Oxyz$, вдоль её осей направлены единичные векторы e_1, e_2, e_3 . Повороту вокруг оси крена Ox на угол φ соответствует кватернион

$$N = \cos \frac{1}{2} \varphi + e_1 \sin \frac{1}{2} \varphi.$$

Второй поворот вокруг нового положения оси тангажа Oy на угол ν определяет кватернион

$$M = \cos \frac{1}{2} \nu + e_2 \sin \frac{1}{2} \nu.$$

Кватернион результирующего вращения N определяется операцией умножения кватернионов $N = \Lambda M$. Используя правила умножения кватернионов [2], получим нормированный кватернион

$$\Lambda = \cos \frac{1}{2} \varphi \cos \frac{1}{2} \nu + e_1 \cos \frac{1}{2} \nu \sin \frac{1}{2} \varphi + e_2 \cos \frac{1}{2} \varphi \sin \frac{1}{2} \nu.$$

Компоненты нормированного кватерниона

$$\lambda_0 = \cos \frac{1}{2} \varphi \cos \frac{1}{2} \nu; \lambda_1 = \cos \frac{1}{2} \nu \sin \frac{1}{2} \varphi; \lambda_2 = \cos \frac{1}{2} \varphi \sin \frac{1}{2} \nu; \lambda_3 = 0$$

удовлетворяют условию

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1. \tag{1}$$

Поскольку $\lambda_1 = \lambda_0 \operatorname{tg} \frac{1}{2} \varphi, \lambda_2 = \lambda_0 \operatorname{tg} \frac{1}{2} \nu$, условие (1) примет вид

$$\operatorname{tg}^2 \frac{1}{2} \varphi + \operatorname{tg}^2 \frac{1}{2} \nu = \frac{(1 - \lambda_0^2)}{\lambda_0^2}. \tag{2}$$

С учётом малости угловых отклонений по крену и тангажу при вычислении компонент кватерниона можно обойтись без тригонометрических функций.

Простая аппроксимация тригонометрических функций нарушает условие (2) нормирования кватерниона. Чтобы кватернион оставался нормированным, при вычислении компонент λ_1 и λ_2 используем нормирующую функцию $f(\varphi, \nu)$.

С учётом малости угловых отклонений по крену и тангажу примем

$$\lambda_0 = 1 - \frac{1}{8}(\varphi^2 + \nu^2); \lambda_1 = \lambda_0 f(\varphi, \nu) \varphi; \lambda_2 = \lambda_0 f(\varphi, \nu) \nu.$$

Для выбора нормирующей функции воспользуемся условием нормирования, аналогичным (2),

$$f^2(\varphi, \nu)(\varphi^2 + \nu^2) = \frac{1}{64}(\varphi^2 + \nu^2)(16 - \varphi^2 - \nu^2) / \lambda_0^2.$$

Отсюда

$$f(\varphi, \nu) = \frac{1}{8}(16 - \varphi^2 - \nu^2)^{\frac{1}{2}} / \lambda_0^2.$$

При малых угловых отклонениях по крену и тангажу компоненты кватерниона могут вычисляться по формулам

$$\lambda_0 = 1 - \frac{1}{8}(\varphi^2 + \nu^2); \lambda_1 = \frac{1}{8}(16 - \varphi^2 - \nu^2)^{\frac{1}{2}} \varphi; \lambda_2 = \frac{1}{8}(16 - \varphi^2 - \nu^2)^{\frac{1}{2}} \nu; \lambda_3 = 0.$$

Легко убедиться, что они удовлетворяют условию (1).

Выбор параметров алгоритма управления

Кватернион рассогласования $\lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ формируется по показаниям датчика вертикали. Если Земля находится вне поля зрения датчика вертикали, формируется кватернион поиска Земли, задающий вращение вокруг оси крена.

Сигналы требуемых управляющих моментов в каналах крена и тангажа рассчитываются по формулам [2]

$$M_x = -k_{1x} \lambda_0 \lambda_1 - k_{2x} \omega_x; \\ M_y = -k_{1y} \lambda_0 \lambda_2 - k_{2y} \omega_y,$$

где k_{1x}, k_{1y} – коэффициенты усиления сигналов углового рассогласования, k_{2x}, k_{2y} – коэффициенты усиления сигналов угловой скорости.

В зоне линейности датчика вертикали, когда угловые отклонения по крену и тангажу малы, сигналы требуемых управляющих моментов могут быть выражены через угловые отклонения

$$M_x \approx -\frac{1}{2} k_{1x} \varphi - k_{2x} \omega_x; \\ M_y \approx -\frac{1}{2} k_{1y} \nu - k_{2y} \omega_y.$$

Чтобы обеспечить вращение КА с поисковой скоростью ω_n при угловых отклонениях, превышающих зону линейности φ_l , необходимо выполнить условие

$$\frac{1}{2}k_{1x}\varphi_l - k_{2x}\omega_n = 0.$$

В зоне линейности параметры управления определяются выбором собственной частоты замкнутой системы ν [4]:

$$\frac{1}{2}k_{1x} = I_x \nu^2; k_{2x} = 2\xi I_x \nu,$$

где $I_x = 4920 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ – момент инерции КА вокруг оси крена; ξ – относительный коэффициент демпфирования.

Поскольку $k_{23x}/k_{13x} = \varphi_l/2\omega_n$ и $k_{23x}/k_{13x} = \xi/\nu$, найдём $\nu = 2\xi\omega_n/\varphi_l$.

Выбор $\xi = 1$ обеспечивает аperiodический характер протекания переходных процессов в зоне линейности датчика вертикали. При $\xi = 1$, $\varphi_l = 2^\circ$ и $\omega_n = 0,15 \text{ }^\circ/\text{с}$ собственная частота $\nu = 0,15 \text{ с}^{-1}$ определяет параметры управления

$$k_{1x} = 2I_x \nu^2 \approx 220 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад};$$

$$k_{2x} \approx 1480 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}.$$

Чтобы динамические свойства каналов ориентации были близкими, выберем для канала тангажа $\nu = 0,15 \text{ с}^{-1}$.

Тогда

$$k_{1y} = 2I_y \nu^2 \approx 338 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад};$$

$$k_{2y} = 2\xi I_y \nu \approx 2250 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад},$$

где $I_y = 7500 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ – момент инерции КА вокруг оси тангажа.

После захвата местной вертикали и окончания переходного процесса в каналах тангажа и крена возникают статические ошибки по углу, поскольку в режиме поиска Земли в датчики угловой скорости не вводится поправка на угловую орбитальную скорость

$$\varphi_{ст} = 2k_{2x}\omega_0 \sin\Psi/k_{13x}; \vartheta_{ст} = 2k_{2y}\omega_0 \cos\Psi/k_{13y},$$

где Ψ – угол рыскания.

При $\Psi = 0$, $\omega_0 = 0,001038 \text{ с}^{-1}$ и выборе параметров управления по методике, изложенной выше, максимальная статическая ошибка по тангажу составит $\vartheta_{ст} = \vartheta_l \omega_0/\omega_n \approx 0,8^\circ$. Важно, чтобы статическая ошибка не превышала зону линейного управления.

Полученные значения параметров управления использовались как исходные при проведении моделирования.

Кватернион поиска имитирует угловое отклонение по оси крена равное 2° . Тем самым обеспечивается

плавный переход от режима поиска к режиму ориентации по сигналам датчика вертикали. Для достижения поисковой скорости требуется изменение кинетического момента двигателя-маховика, установленного по оси крена, на величину около $12,8 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$. С учётом ограничения на величину управляющего момента двигателя-маховика $0,25 \text{ Н}\cdot\text{м}$, время разгона КА до поисковой скорости составит $51,5 \text{ с}$.

В первом приближении зону, в которой может находиться ось чувствительности датчика вертикали, а сигналы по крену и тангажу при этом отсутствуют, можно представить в виде конуса с углом 110° при вершине. Ось симметрии конуса совпадает с осью Oz_0 , а вершина находится в точке O . Управление по сигналам датчиков угловой скорости стабилизирует положение оси чувствительности относительно некоторой инерциальной системы координат. Максимальный угол, на который следует повернуть КА вокруг оси крена или тангажа для появления сигнала датчика составит 110° . Изменение углового положения КА относительно орбитальной системы координат происходит за счёт одновременного вращения орбитальной системы координат с угловой орбитальной скоростью $\omega_n \approx 0,06 \text{ }^\circ/\text{с}$ и КА с поисковой скоростью вокруг оси крена. Если эти скорости противоположны, время появления сигнала датчика вертикали будет максимальным. При скорости поиска $\omega_n = 0,15 \text{ }^\circ/\text{с}$ сигнал датчика вертикали появится примерно через 20 мин. После появления сигнала датчика начинается штатное управление ориентацией. Движение на участках насыщения датчика происходит с поисковой скоростью.

Математическая модель системы

Общая модель включает в себя: модель динамики и кинематики КА «Метеор М» № 2, модель датчика вертикали, модели трёх датчиков угловой скорости, модель блока управления, модели трёх двигателей-маховиков. Параметры моделей приняты равными их номинальным значениям.

Модель динамики и кинематики КА представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений динамики и кинематики гиростата. Кинематические уравнения записаны в форме кватернионов с коррекцией нормы кватерниона на шаге.

В уравнениях динамики тела используется тензор инерции

$$J = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix},$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции; $I_{xy} = I_{yx}, I_{xz} = I_{zx}, I_{yz} = I_{zy}$ – центробежные моменты инерции КА после раскрытия солнечных батарей.

В модели реализуется следующий порядок действий. Интегрируются уравнения динамики при отсутствии внешних возмущающих моментов

$$dk/dt = \omega k.$$

Вычисляется суммарный вектор кинетического момента системы $\mathbf{k} = [k_x, k_y, k_z]^T$, а затем вектор абсолютной угловой скорости КА $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$

$$\boldsymbol{\omega} = b(\mathbf{k} - \mathbf{H}),$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора $\boldsymbol{\omega}$ на оси связанной системы координат; $b = J^{-1}$ – матрица, обратная тензору инерции; $\mathbf{H} = [H_x, H_y, H_z]^T$ – вектор кинетического момента маховичной системы.

Проекции на оси связанной системы координат вектора угловой орбитальной скорости КА $\boldsymbol{\omega}_0$ вычисляются через кватернион рассогласования связанной и орбитальной систем координат $q = [q_0, q_1, q_2, q_3]$

$$\begin{aligned} \omega_{0x} &= 2(q_0q_3 + q_1q_2)\omega_0; \\ \omega_{0y} &= 2(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)\omega_0; \\ \omega_{0z} &= 2(q_2q_3 - q_0q_1)\omega_0, \end{aligned}$$

где ω_0 – угловая орбитальная скорость.

Вектор относительной угловой скорости КА

$$\boldsymbol{\omega}_1 = \boldsymbol{\omega}_x - \boldsymbol{\omega}_0,$$

используется при интегрировании кинематических уравнений в форме кватернионов

$$dq/dt = \frac{1}{2} \mathbf{q} \boldsymbol{\omega}_1.$$

Затем кватернион нормируется.

Элементы матрицы направляющих косинусов вычисляются по компонентам кватерниона

$$\begin{aligned} a_{11} &= q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2; a_{12} = 2(q_0q_3 + q_1q_2); \\ a_{13} &= 2(q_1q_3 - q_2q_0); \\ a_{21} &= 2(q_1q_2 - q_3q_0); a_{22} = q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2; \\ a_{23} &= 2(q_0q_1 + q_2q_3); \\ a_{31} &= 2(q_0q_2 + q_1q_3); a_{32} = 2(q_2q_3 - q_0q_1); \\ a_{33} &= q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2. \end{aligned}$$

Чтобы вычислить углы рыскания, тангажа и крена, нужно сравнить матрицу направляющих косинусов, выраженную через элементы кватерниона, с матрицей поворота, выраженной через углы Крылова [2].

В диапазоне изменения от 0 до 90 ° углы Крылова можно вычислить по формулам

$$\begin{aligned} \varphi &= -\arctg(a_{32}/a_{33}); \vartheta = \arcsin a_{31}; \\ \psi &= -\arctg(a_{21}/a_{11}). \end{aligned}$$

Входной переменной модели КА является вектор кинетического момента $\mathbf{H} = [H_x, H_y, H_z]^T$, создаваемый тремя двигателями-маховиками.

Выходные переменные: векторы абсолютной $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ и относительной $\boldsymbol{\omega}_1 = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ угловых скоростей КА, кватернион рассогласования между связанной и орбитальной системами координат

$$q = [q_0, q_1, q_2, q_3].$$

Для наглядного представления результатов моделирования организован пересчет кватерниона рассогласования в углы ориентации φ, ϑ, ψ .

Параметрами модели являются тензор инерции КА и угловая орбитальная скорость $\omega_0 = 0,001038 \text{ с}^{-1}$. Начальные условия на моделирование задаются в виде кватерниона рассогласования, который рассчитывается по начальным угловым отклонениям.

Реальная зона «видимости» датчика вертикали Земли является сложной функцией многих переменных. Форма зоны зависит от конструкции прибора, особенностей оптической системы и числа засечек. Размеры зоны зависят от угловых размеров Земли, наблюдаемой с высоты орбиты, и длины засечек. Естественно, что отклонение плоскости сканирования от исходного положения на угол, превышающий угловой размер Земли, приводит к потере «видимости».

Учитывая, что для КА Земля является самым крупным ориентиром, в математической модели датчика вертикали достаточно учесть основные факторы, определяющие время поиска. Предлагаемая модель датчика вертикали учитывает величину зоны линейности сигнала в каналах крена и тангажа ($\varphi_n = \vartheta_n = 2^\circ$), поле зрения прибора ($\varphi_p = \vartheta_p = 130^\circ$) при отклонении оси чувствительности относительно местной вертикали по крену и тангажу, поле зрения прибора ($\alpha_p = 65^\circ$) при отклонении вокруг поперечных осей, постоянную времени 1 с.

Статические характеристики каналов крена и тангажа модели датчика вертикали определяются зависимостями:

$$u_k = \begin{cases} \varphi \text{ при } |\varphi| < \varphi_n \text{ и } |\vartheta| \leq \alpha_p, \\ \varphi_n \text{ sign}(\varphi) \text{ при } \varphi_n \leq |\varphi| \leq \varphi_p \text{ и } |\vartheta| \leq \alpha_p, \\ 0 \text{ в остальных случаях;} \end{cases}$$

$$u_l = \begin{cases} \vartheta \text{ при } |\vartheta| < \vartheta_n \text{ и } |\varphi| \leq \alpha_p, \\ \vartheta_n \text{ sign}(\vartheta) \text{ при } \vartheta_n \leq |\vartheta| \leq \vartheta_p \text{ и } |\varphi| \leq \alpha_p, \\ 0 \text{ в остальных случаях.} \end{cases}$$

Из этих зависимостей видно, что сигнал датчика отсутствует, если угловые отклонения по крену и тангажу одновременно превышают уровень α_p .

Входными переменными являются углы крена φ и тангажа ϑ КА, выходными – сигналы углового отклонения по крену и тангажу.

Модель датчика угловой скорости представлена в виде звена с зоной насыщения по скорости.

Модель двигателя-маховика ДМ20-250/Т [5] учитывает ограничения на величину управляющего момента (0,25 Н·м) и величину кинетического момента (20 Н·м·с). Входными переменными модели являются сигналы требуемых управляющих моментов, выходными – кинетические моменты двигателей-маховиков.

Модель блока управления описывает алгоритм управления двигателями-маховиками при отсутствии включений магнитных исполнительных органов системы разгрузки. Алгоритм управления содержит подсистему формирования сигналов требуемых управляющих моментов для двигателей-маховиков и подпрограмму расчёта кватерниона поворота на Землю. Входными сигналами первой подсистемы являются кватернион рассогласования и сигналы датчиков угловой скорости. Кватернион рассогласования $\lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ формируется по показаниям датчика вертикали.

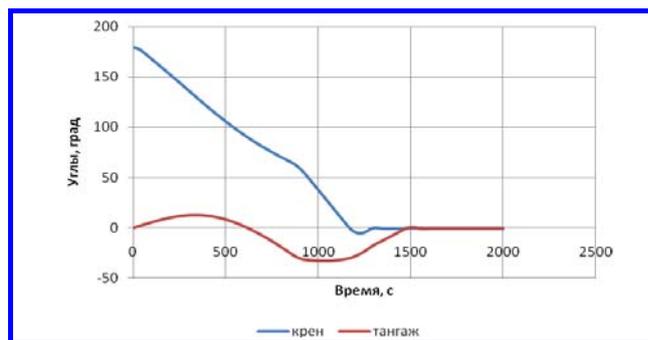
Результаты моделирования

Моделирование проводилось при различных сочетаниях начальных угловых рассогласований и параметров управления. Цель исследования динамики переходного режима – проверка устойчивости замкнутой системы при выбранных параметрах управления и оценка максимально возможного времени поиска вертикали Земли. Для получения достоверного результата время режима оценивалось по совокупности реализаций процесса при различных начальных условиях по угловому положению КА.

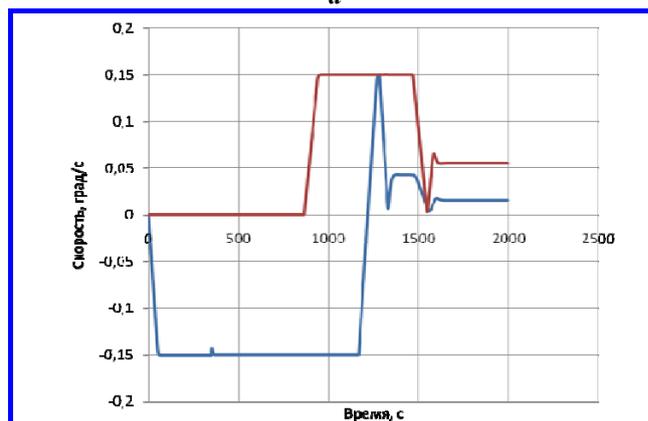
Процессы отработки начального углового отклонения по крену $\varphi(0) = 180^\circ$ изображены на рис. 1, а. Вначале датчик не «видит» Землю. Поиск производится вращением КА вокруг оси крена со скоростью 0,15°/с (рис. 1, б). Земля попадает в поле зрения датчика, когда угловое рассогласование уменьшается до 130° . Поиск прекращается, начинается управление ориентацией по сигналу датчика вертикали (канал крена).

Выбор параметров управления обеспечивает плавный переход от режима поиска к режиму управления по сигналу датчика. Момент перехода виден по маленькому «зубцу» в сигнале датчика скорости.

Изменения угла тангажа (см. рис. 1, а) связаны с движением КА по орбите. При уменьшении углового рассогласования по крену до $\varphi = 65^\circ$ начинается

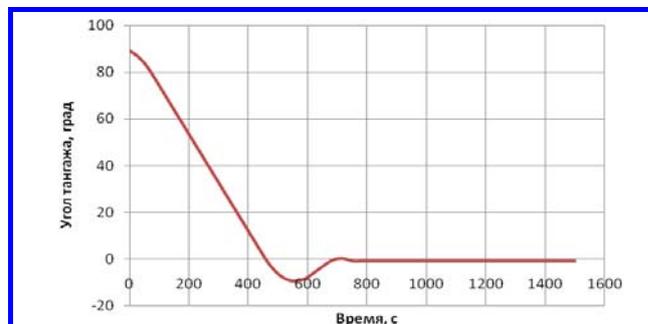


а

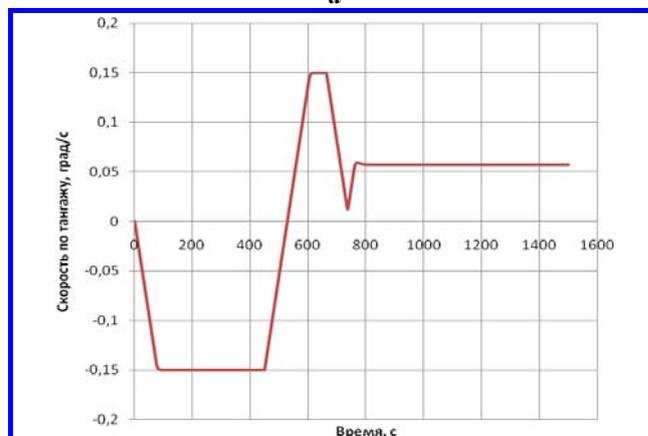


б

Рис. 1. Поиск Земли из начального положения $\varphi(0) = 180^\circ$

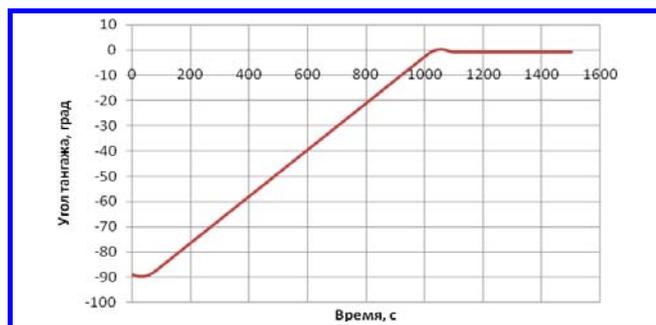


а

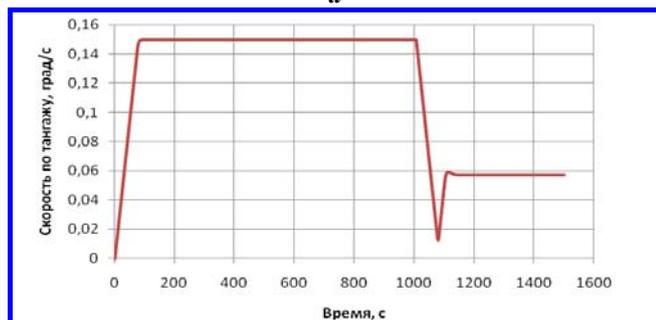


б

Рис. 2. Поиск Земли из начального положения $\vartheta(0) = 89^\circ$



а



б

Рис. 3. Поиск Земли из начального положения $\vartheta(0) = -89^\circ$

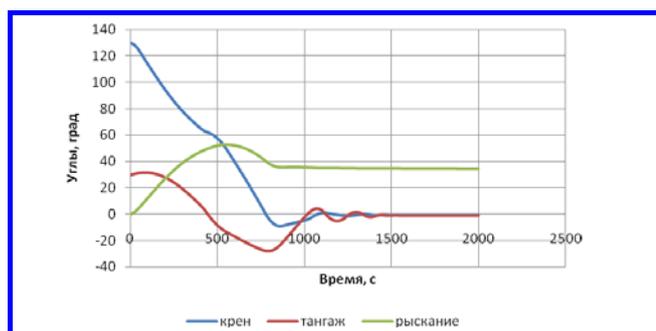


Рис. 4. Поиск Земли из начального положения $\varphi(0) = 130^\circ$, $\vartheta(0) = 30^\circ$, $\Psi(0) = 0$

управление по сигналу тангажа. Обработка рассогласования по тангажу происходит со скоростью $0,15^\circ/\text{с}$ (см. рис. 1, б).

По окончании переходного процесса в системе устанавливаются статические ошибки $\varphi_{\text{ст}} = -0,2^\circ$ и $\vartheta_{\text{ст}} = -0,75^\circ$. Статическая ошибка по крену связана с ненулевым углом рыскания. Постоянство сигнала датчика угловой скорости по тангажу свидетельствует о том, что поиск Земли закончен. Время поиска 1600 с.

Процессы отработки начального углового отклонения по тангажу $\vartheta(0) = 89^\circ$ изображены на рис. 2.

Поступила в редакцию 06.07.2012

Управление ориентацией осуществляется по сигналу датчика вертикали. По окончании процесса КА вращается с орбитальной скоростью вокруг оси тангажа. Время поиска 800 с.

Процессы отработки начального углового отклонения по тангажу $\vartheta(0) = -89^\circ$ изображены на рис. 3. По сравнению с предыдущим случаем время поиска увеличилось до 1100 с, поскольку направление поиска совпадает с направлением вращения орбитальной системы координат. После захвата вертикали появляется статическая ошибка по тангажу $0,75^\circ$.

Пример ещё одной реализации режима поиска Земли показан на рис. 4 в виде процесса изменения углов Крылова при начальных условиях $\varphi(0) = 130^\circ$, $\vartheta(0) = 30^\circ$, $\Psi(0) = 0$. Начальные условия по кинетическим моментам двигателей-маховиков и скоростям КА принимались нулевыми. Время захвата вертикали Земли составляет 1500 с. Время завершения перехода определялось по моменту попадания углов крена и тангажа в зону линейности датчика вертикали. Управление по углу курса отсутствует.

Заключение

Разработана общая математическая модель для моделирования режима поиска Земли. Помимо математической модели датчика вертикали в неё входит математическая модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2. Кинематические уравнения представлены в форме кватернионов. Разработан алгоритм вычисления кватерниона рассогласования по сигналам инфракрасного датчика вертикали Земли. Показаны типовые процессы поиска Земли из произвольных угловых положений КА после режима начального успокоения.

Литература

1. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1992. – 280 с.
2. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1973. – 320 с.
3. Опыт разработки и эксплуатации построителей местной вертикали для искусственных спутников Земли природно-ресурсного и метеорологического назначения / Ю. М. Гандлевский, Т. И. Киселева, О. М. Мирошник [и др.] // Электротехника. – 1996. – № 5. – С. 20 – 21.
4. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
5. Электродвигатель-маховик постоянного тока / В. Я. Журавлев, В. Н. Кузьмин, Е. М. Михайлов [и др.]. // Труды ВНИИЭМ. – М. : ВНИИЭМ, 1985. – Т. 78. – С. 67 – 74.

Арон Давыдович Беленький, канд. техн. наук, начальник лаборатории.
Владимир Николаевич Васильев, канд. техн. наук, старший научн. сотрудник.
Андрей Сергеевич Семёнов, инженер-программист.
Максим Евгеньевич Семёнов, ведущий инженер, т. (495) 366-21-22.
E-mail: vniiem@vniiem.ru.